

Gasturbinen als Energiekonverter im Weltraum

Bammert, Karl

Veröffentlicht in:
Abhandlungen der Braunschweigischen
Wissenschaftlichen Gesellschaft Band 39, 1987,
S.7-23



Verlag Erich Goltze KG, Göttingen

Gasturbinen als Energiekonverter im Weltraum

Von **Karl Bammert**, Hannover

(Eingegangen am 5.2.1987)

Zusammenfassung

Im Weltraum können elektrischer Strom und Wärme (für Heizung und als Prozeßwärme) nur in geschlossenen Umwandlungssystemen erzeugt werden, wenn man vom Standpunkt des Wirkungsgrades und des Bauaufwandes von der direkten Umwandlung von Sonnenenergie in Elektrizität absieht. Der Untersuchung werden geschlossene Gasturbinen zugrunde gelegt, mit denen hohe Wirkungsgrade, große Betriebssicherheit und lange Laufzeiten erzielt werden. Einer der wichtigsten Parameter in diesen Kreisläufen stellt – wie bei allen thermischen Energiekonvertern – die Temperatur der Wärmesenke dar. Sie beeinflußt sowohl den Umwandlungswirkungsgrad des Konverters als auch seinen technologischen Aufbau, der im wesentlichen durch die sehr verschiedenen Wärmesenken von Erdatmosphäre und Weltall bedingt ist als auch von der Aufgabe, die das Raumobjekt – die Raumstation oder die Raumfähre – zu erfüllen hat.

Solkraftwerke, die ihre aus Sonnenenergie erzeugte Elektrizität entweder mit Mikrowellen zur Erde senden und dort in Empfangsstationen zur Weiterleitung durch die vorhandenen Stromnetze in die entsprechende Stromart übertragen oder direkt an Ort und Stelle in Raumstationen zur industriellen Produktion einsetzen, werden in Modulbauweise im Weltraum montiert. Die großflächigen Elemente stellen die Radiatoren dar, die als Wärmesenke des Umwandlungssystems die Tiefsttemperaturen des Weltraumes ausnutzen und ihre Abwärme nur durch Strahlung gegen den Kältehintergrund des Alls abgeben.

Raumflugkörper – wie Wetter-, Beobachtungs- und Nachrichtensatelliten – oder Raumfahrzeuge – wie Forschungslaboratorien, Lastenträger, Raumgleiter etc., die wieder nach Erfüllung ihrer Mission auf die Erde zurückkehren – sind in ihren äußeren Abmessungen eingeschränkt. Die kompakte Bauweise schließt großflächige Radiatoren aus. Zwar erfordert die Eigenversorgung der Raumflugkörper ohnehin nur kleine Leistungen; die sich allein daraus ergebenden kleineren Abmessungen der Radiatoren sind aber noch nicht ausreichend.

So entsteht das Phänomen, daß die Eintrittstemperatur des Arbeitsfluids in die Verdichter von Gasturbinen, die als Solarkraftwerke im Weltraum konzipiert werden, merklich unterhalb und für Raumfahrzeuge oftmals oberhalb oder in der Nähe der Temperaturen liegen, wie sie bei Verdichtern in terrestrischer Umgebung üblich sind. Den Sachverhalt veranschaulichen im folgenden zwei Beispiele, nämlich: Ein Solarkraftwerk für eine industrielle Raumstation mit einer Nutzleistung von 50 MWe und ein

Raumfahrzeug, das auf seiner Umlaufbahn an Bord einen Energiebedarf von 200 kWe hat.

Summary

Gas turbines as energy converters in space

In space electricity and heat (for central heating and as process heat) can only be generated in closed conversion systems – the direct conversion of solar energy into electric power is discounted for reasons of efficiency and construction effort. The study is based on closed-cycle gas turbines, with which high efficiencies, high operating reliability and long lifetimes can be achieved. As is the case with all thermal energy conversion systems, one of the most important parameters for such cycles is the temperature of the heat sink. This affects both the efficiency of the converter and its engineering design which is in essence governed by the completely different natures of the heat sinks in the Earth's atmosphere and in space and by the task which the spacecraft – space station or space ship – is to fulfil.

Solar power plants, which either transmit the electricity which they generate to receiver stations on Earth by microwave for conversion into the appropriate type of electricity on existing transmission grids or use this electricity in situ in space stations for industrial production, are constructed in modular fashion in space. The large-area components are the radiators which, as the heat sink of the energy conversion system, make use of the very low temperatures of space, discharging the rejected heat into their cold environment by radiation only.

Spacecraft – such as weather, observation and telecommunications satellites – or space vehicles – such as research laboratories, payload carriers, space gliders, etc. which return to Earth on completion of their missions – are restricted in their outside dimensions. Their compact construction rules out the use of large-area radiators. Although the on-board power requirements of spacecraft are not large, the reduction in the dimensions of the radiators which this alone permits is not enough.

Thus the problem arises that the compressor inlet temperatures of the working fluids of gas turbines which are designed as solar power plants in space are considerable below and in space vehicles often above or near the temperatures which occur in compressors in the terrestrial environment. This problem is illustrated in the following by two examples: firstly, that of a solar power plant with a net output of 50 MWe for an industrial space station and secondly that of a space vehicle which in orbit has a power requirement on board of 200 kWe.

Einleitung

Die Flüge ins All haben gezeigt, daß man den Weltraum als Umgebung für Industrieproduktionen ansehen kann. Es zeigt sich, daß es Industrieprozesse gibt, die im Weltraum günstiger ablaufen und bessere Endprodukte liefern, als dies auf der Erde möglich ist. Dabei handelt es sich um Prozesse, die die eine oder andere oder mehrere Eigenschaften des Weltalls nutzen, wie die Schwerelosigkeit im Orbit, den Wegfall der

thermischen Konvektion, die absolute Nullpunktsnähe von Druck und Temperatur, die Materiefreiheit der Umgebung u.a.m. Besonders den Gebieten wie der Elektronik, Metallurgie (Reinheit und Homogenität der Materie), der Biologie, der Gentechnologie etc. eröffnet die Einbeziehung des Weltraums neue Möglichkeiten. Hier ist am ehesten der Durchbruch zur kommerziellen Nutzung dieser Technologien in Raumstationen zu erwarten.

Solarkraftwerke für industrielle Raumstationen werden im Weltraum als System von Moduln montiert. Die einzelnen Module gelangen mit Raumtransportern in den Orbit und werden zum Aufstellungsort gebracht. Sie unterliegen im Weltraum nur der Mikrogravitation und können demgemäß leicht gebaut sein und – wenn nötig – einen voluminösen bzw. großflächigen Aufbau annehmen, z. B. bei der Gestaltung der Wärmesenke.

Anders liegen die Verhältnisse bei Raumfahrzeugen, die von der Erde in den Weltraum gelangen, dort bestimmte Aufgaben erfüllen und dann wieder in die Erdatmosphäre eintauchen. Hier spielen sowohl die Masse des Raumfahrzeuges und seiner Komponenten als auch die äußeren Abmessungen der Raumfähre eine beachtliche Rolle.

Wegen des nahezu absoluten Vakuums im Weltraum (Solarwind¹⁾) kommen bei thermischen Energiekonvertern nur geschlossene Gasturbinenkreisläufe, Rankine Systeme (Dampf, ORC) und Stirlingmotoren in Frage. Ähnliches gilt auch für deren Einsatz im tiefen Unterwasser (Meerestechnik). In beiden Fällen wird von den geschlossenen Systemen eine hohe Betriebssicherheit gefordert. Da mit dem geschlossenen Gasturbinenprozeß relativ hohe Wirkungsgrade erzielt werden können und langjährige Betriebserfahrungen mit diesen Anlagen und ihren einzelnen Komponenten vorliegen [1], [2], wurde hier dieses Energiewandlungssystem sowohl für Solarkraftwerke von industriellen Raumstationen als auch für die Stromversorgung an Bord von Raumfahrzeugen ausgewählt.

Solarkraftwerke für industrielle Raumstationen²⁾

Raumstationen als Plattform für industrielle Produktionsstätten haben einen großen Verbrauch an Elektrizität, Prozeß- und Heizwärme, der mit thermischen Solarkraftwerken befriedigt werden kann. Die hierfür notwendige Hochtemperaturwärme kann bei raumgebundenen Solarkraftwerken – ähnlich wie bei erdgebundenen – mit konzentrierenden Spiegeln erzeugt werden [3]. Die großen Paraboloidspiegel auf der Erde haben für Leistungen von 250 kWe bis 2 MWe Tischdurchmesser von 40 bis 100 m, die schwere Stahlkonstruktionen verursachen. Durch die Schwerelosigkeit im Orbit können Tischdurchmesser von Paraboloidkollektoren von 300 bis 1000 m in Leichtbauweise realisiert werden, die im Weltraum Leistungen von 50 bis 500 MWe entsprechen,

¹⁾ Rasche Fortbewegung von „Wolken“ elektrisch geladener Wasserstoffkerne (Protonen) und Elektronen, die von der Sonne her strömen.

²⁾ Auszugsweise vorgetragen am 16. 4. 1986 im Rahmen der 175-Jahrfeier der Erzherzog-Johann-Universität in Graz.

also auch den Einsatz von Heliostaten erübrigen. Erosionen, Korrosionen, Reinigungsprobleme etc. treten an den reflektierenden Oberflächen nicht auf. Allerdings können Mikrometeoriten die Spiegel über lange Zeiten verschlechtern. Die großflächigen reflektierenden Folien werden auf Grund ihres modularen Aufbaues ausgewechselt, d.h. auf einfache Tragitter geklebt.

Der Solarbetrieb auf der Erde ist durch den Tageslauf der Sonne, durch Schwächung der Direktstrahlung (auf rd. 85%), durch Wolkenflug etc. stark beeinflusst und stellt hohe Anforderungen an den Receiver, um solch schwankenden Belastungen gerecht zu werden. Der Paraboloidspiegel im Weltall ist nicht an den Tag- und Nachtrhythmus, wie er auf der Erdoberfläche besteht, gebunden, sondern von der Umlaufbahn abhängig. Er erhält bei geeigneter Bahnwahl³⁾ bis zu 24 Stunden unbegrenzt hundertprozentige Direkteinstrahlung (ohne Diffusion) mit einer unveränderten Intensität von $1,353 \text{ kW/m}^2$. So kann die Solarkraftanlage ununterbrochen im Auslegungspunkt laufen und stellt in bezug auf Wechsellast nicht so hohe Anforderungen an die Komponenten des thermischen Kreislaufes insbesondere an den Receiver, der die vom Paraboloiden in die Apertur fokussierte Strahlung über hochlegierte Rohre auf das Arbeitsfluid des Kreislaufes aufnimmt [3]. Der Hohlraum des Receivers entspricht dem Strahlungsteil von fossil gefeuerten Erhitzern stationärer Gasturbinenanlagen [4].

Der Gaskreislauf des thermischen Umwandlungssystems muß im Weltraum geschlossen sein. Generell ist er – ob angewandt in Weltraum-Erdboden- oder Unterwasser-Umgebung – unabhängig von der Wahl des Arbeitsmediums, vielseitig anpassungsfähig an die Wärmequelle, einsetzbar bei beliebig hohen Drücken und regelbar durch Variation des Druckpegels (Teillastbetrieb). Das Arbeitsfeld kann ein inertes zweiatomiges Gas wie Stickstoff oder ein inertes einatomiges Gas wie Helium, Argon, Krypton, Xenon oder eine Mischung davon sein; sie verursachen weder Oxidation noch Korrosion. Helium stellt beispielsweise eine günstige Option für Kraftwerke größerer Leistung dar, weil die hohe Wärmeleitfähigkeit zu kleinen Wärmeaustauschern, die hohe spezifische Wärmekapazität zu niedrigen Massendurchsätzen und die große Schallgeschwindigkeit zu hohen Umfangsgeschwindigkeiten und damit zu den bekannt kleinen Bauabmessungen der Turbosätze führen [2]. Für kleinere Anlagen sind Mischungen von Helium mit einem schwereren einatomigen Gas, beispielsweise Xenon, geeignet. Sie reduzieren die Stufenzahl der Turbomaschinen und halbieren gegenüber Luft als Arbeitsmittel die Übertragungsflächen der Wärmeaustauscher, wenn bei beiden Systemen die gleiche Wärmemenge ausgetauscht werden soll.

Aus den dargelegten Gründen wird für das raumgebundene Solarkraftwerk Helium und für das Raumfahrzeug eine Mischung von Helium und Xenon als Arbeitsfluid gewählt. Bild 1 zeigt eine Prinzipskizze einer industriellen Raumstation, die eine elektrische Leistung von 50 MWe abgeben soll. Die Solarenergie kommt in Form direkter

³⁾ To need continuous sunlight then the orbit should be designed to be permanently exposed to the sun. This is called a "Sunsynchronous" condition. The primary constraint here is that the orbit plane must rotate in inertial space so that it is always perpendicular to the earth-sun line. The parabolic dish has to be turned $(360/365 =) 0.9863 \text{ degree/day}$.

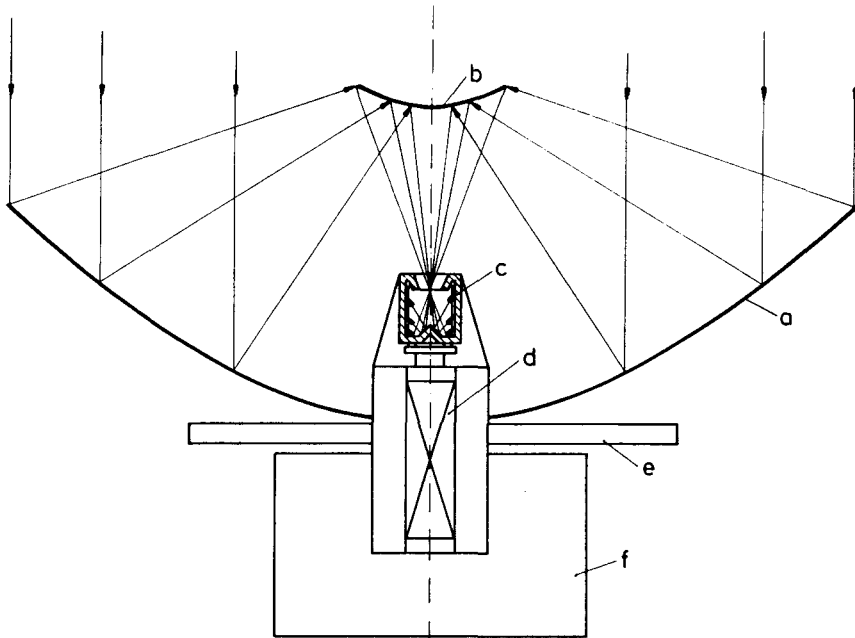


Bild 1:

Hauptelemente eines Solarkraftwerkes für eine industrielle Raumstation

a = Primärspiegel, Reflektierende Panels; b = Sekundärspiegel, Cassegrainian Reflektor;
c = Receiver; d = Heliumturbinenanlage; e = Strahlungskühler, Radiator; f = Raumstation

Strahlung konstant mit $1,353 \text{ kW/m}^2$ auf die Tischoberfläche des Primärspiegels (a). Die extrem dünnen reflektierenden Folien ($10 \mu\text{m}$) werden auf einen Leichtmetall-Grundrahmen geklebt. Es entsteht eine fugenlose Spiegeloberfläche. Die Strahlen gelangen über den Sekundärspiegel (b) ohne Diffusionsverluste – keine Atmosphäre vorhanden – in den Hohlraum des Receivers (c). Die einzigen Verluste sind Streuverluste an den Rändern des Sekundärspiegels und der Receiverapertur durch Ungenauigkeit in und an den reflektierenden Folien [5].

Die Strahlen beaufschlagen in der Cavity die Rohre, Innenwände und eingebaute Reflektoren. Die vom Arbeitsfluid Helium aufgenommene Strahlungsenergie wird im Turbosatz (d) in mechanische und im Generator in elektrische Energie umgesetzt. Die geringe Schwerkraft und das absolute Vakuum bedingen gewisse Modifikationen an den konventionellen Turbomaschinen. Die raumgebundenen Maschinen müssen zum Ausgleich des Drehimpulses gegenläufig sein; ihre Lager sind als Magnetlager auszubilden, da einerseits das Schmieröl kaum ablaufen kann und andererseits sie verschleiß- und verschmutzungsfrei arbeiten müssen. Den Diffusionseigenschaften von Helium muß man Rechnung tragen. Die Leckage bei der 50 MWe Heliumturbinenanlage Oberhausen beträgt etwas weniger als 4 Promille pro Tag [6]. Die Erfahrung zeigt jedoch,

daß bei entsprechendem Aufwand sich dieser Wert noch weiter reduzieren läßt; er läßt sich auf nahezu Null absenken, wenn der Turbosatz eingekapselt wird.

Der Primärspiegel hat einen Tischdurchmesser von 300 m, das Brennweitenverhältnis beträgt 0,6 und das Konzentrationsverhältnis > 6000 . Die Lage des Sekundärspiegels erlaubt, das Umwandlungssystem (c,d) nahe an den Scheitel des Primärspiegels zu setzen und auf der beschatteten Seite des Tisches den Strahlungskühler bzw. den Radiator (e) anzuordnen. Der Tischaufbau ist an der Front der Raumstation (f) platziert und bietet so einen Strahlungsschild gegen die intensive UV- und X-Strahlung, die von der Sonne ausgesandt wird. Optische Sensoren und Computer – überwacht

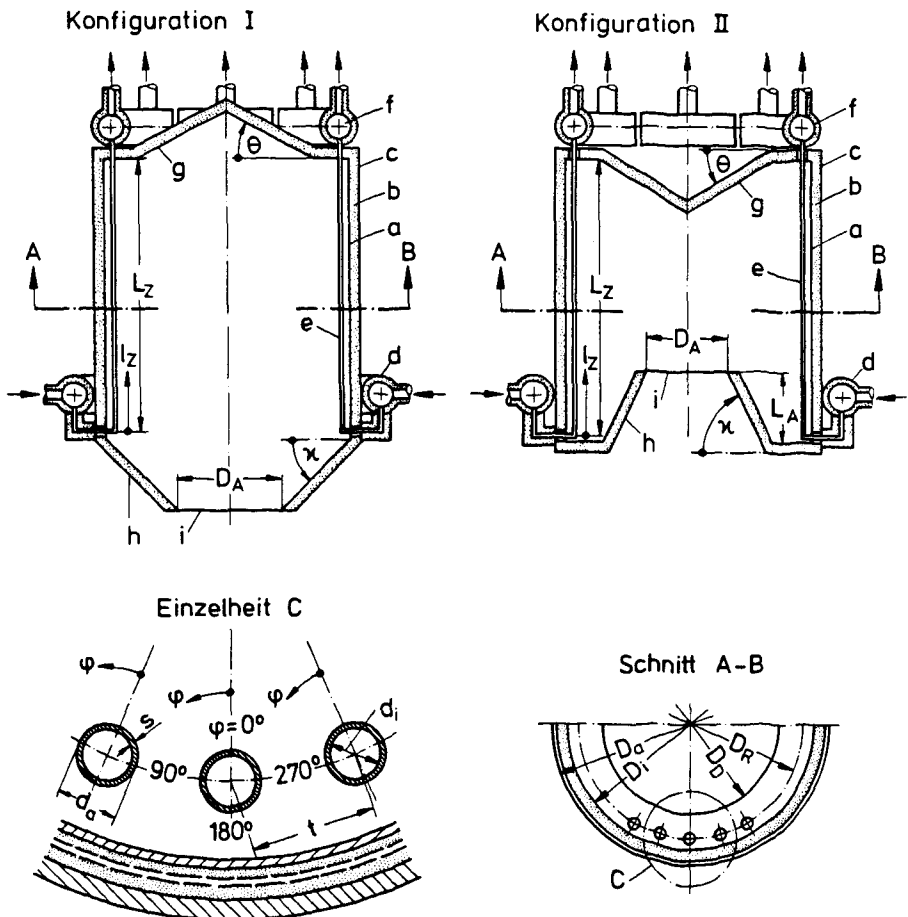


Bild 2:

Konfigurationen von Solarreceivern für industrielle Raumstationen

a = Innenmantel; b = Isolierung; c = Außenmantel; d = Eintrittssammler; e = Rohre;
f = Austrittssammler; g = Decke; h = Bodenkonus; i = Apertur

und geprüft von künstlichen Intelligenzsystemen – übertragen beispielsweise Positionsinformationen des Paraboloidspiegels auf kleine Düsen, um die Achse des Kollektors auf Voll- und Teillast einzustellen. Bei Volleistung der Solaranlage ist die Achse direkt auf Sonnenmitte ausgerichtet.

Dem Receiver liegen zwei im geometrischen Aufbau sich unterscheidende Konfigurationen zugrunde (Bild 2). Es sind Hohlraumstrahlungsempfänger, die im Innern zylindrische Wände (a) haben, die sich aus der Isolierung (b) und dem tragenden Außenmantel (c) zusammensetzen. Das Arbeitsmittel Helium tritt in isolierte Sammler (d) ein (Panelbauweise), durchströmt die vor der Receiverinnenwand liegenden Rohre (e) und verläßt sie durch die ebenfalls isolierten Sammler (f). Die zylindrische Wand wird oben durch eine Decke (g) begrenzt, die entweder eben, gewölbt oder konusförmig nach außen bzw. in den Hohlraum hineinragend verlaufen kann. Nach unten schließt sich an die zylindrische Wand ein Bodenkonus (h) an, durch dessen kleine Öffnung (i) die vom Sekundärspiegel reflektierte Solarstrahlung in den Receiver gelangt. Dieser Bodenkonus kann nach außen oder nach innen gerichtet sein, wie Bild 2 zeigt.

Die von dem Paraboloiden fokussierte Solarstrahlung tritt durch die Apertur (i) in den Receiverinnenraum ein. Diese Solarstrahlung bestrahlt hier im allgemeinen die Receiverinnenflächen und die Rohre (e). Die direkt auf die Rohre fallende Strahlungsenergie wird zum größten Teil absorbiert und an das Arbeitsmittel abgeführt. Der verbleibende Energieanteil wird entweder reflektiert oder als Infrarotstrahlung emittiert. Die auf die Innenflächen des Receivers auftreffende Solarstrahlung wird ebenfalls reflektiert oder absorbiert. Da diese Bauteile gegenüber dem Außenmantel durch die Isolierung geschützt sind, geht nur sehr wenig der hier auffallenden Strahlung durch Wärmeleitung an die Umgebung verloren. Aus diesem Grund wird hier fast die gesamte absorbierte Energie in Form von Infrarotstrahlung emittiert. Im Innenraum des Receivers treten somit neben der primären solaren Strahlung auch noch Infrarotstrahlung und reflektierte Strahlung auf. Der von den Rohren insgesamt nicht absorbierte und dem Arbeitsmittel zugeführte Energieanteil verläßt den Receiver durch die Apertur (i) als Strahlungsverlust. Diese Rückstrahlungsverluste können durch korrekte Innenraumgestaltung klein gehalten werden.

Die geometrischen Größen (D, d, L, T, θ und κ) werden bei gegebener Einstrahlung in den Receiver so variiert, daß für jeden Punkt des Rohrwandvolumens die resultierende Beanspruchung die von der Temperatur abhängige zulässige Werkstoffspannung nicht überschreitet [7], was einer Minimierung an austenitischem Werkstoffaufwand gleichkommt. Verursacht wird die resultierende Werkstoffbeanspruchung sowohl aus dem Unterschied von Innen- und Außendruck als auch durch axiale, radiale und periphere Temperaturgradienten, die eine Folge ungleicher Strahlenbelastung längs der Koordinaten φ und l_z sind [8].

Dieselbe Bedeutung, die der Receiver einer Solaranlage für die im Kreislauf einer Gasturbine erreichbare oberste Temperatur hat, kommt im Weltall dem Strahlungskühler – kurz Radiator genannt – zu. Während die Umgebungstemperatur bei erdgebundenen Kraftwerken etwa 300 K beträgt, liegt sie im Weltraum bei wenigen Kelvin. Versucht man diesen Kältehintergrund des Alls zu nutzen, dann kann der thermische

Wirkungsgrad der Gasturbine sehr stark angehoben und die vom Arbeitsfluid mitgeführte und im Radiator abzuführende Wärme entsprechend abgesenkt werden. Da aber der Radiator diese Abwärme nur durch Strahlung an den Weltraum abgeben kann, benötigt er dennoch relativ große Austauschflächen von hohem Emissionsvermögen. Der Radiator ist deshalb aus großflächigen Elementen aufgebaut, die aus leichten Baustoffen bestehen und von berippter Bauart sein können. Er ist einerseits relativ einfach in seinem konstruktiven Aufbau, wenn man ihn mit den Kühlern von erdgebundenen Gasturbinen vergleicht. Er erfordert aber andererseits umfangreiche Schutzmaßnahmen, wenn er ungestört arbeiten soll.

In der Literatur werden für Strahlungskühler Arbeitsmittel- bzw. Wandtemperaturen von 80–100 K angegeben [5], [9]. Sie setzen voraus, daß der abstrahlende Radiator thermisch durch Leitung und Strahlung von der Raumstation und vom Parabolspiegel entkoppelt und von der Zustrahlung der Sonne, der Erde und anderen Himmelskörpern geschützt ist, also aus dem Sichtbereich dieser Strahlungsquellen durch Nachsteuerung mit optischen Sensoren und kleinen Düsentriebwerken genommen wird. Bei Temperaturen um 100 K dürfte es sich um einen technologischen Grenzfall

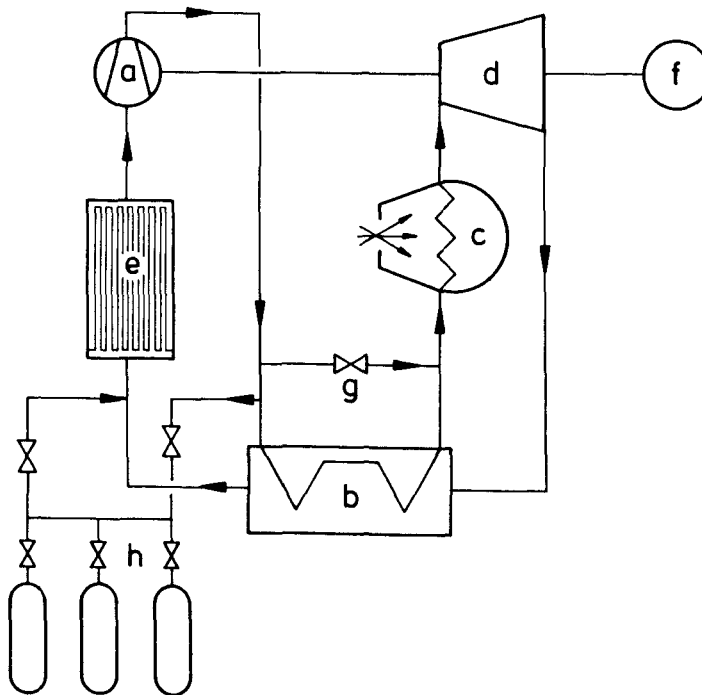


Bild 3:

Kreislaufschema einer Heliumturbinenanlage für eine industrielle Raumstation

a = Verdichter; b = Rekuperator; c = Receiver; d = Turbine; e = Strahlungskühler, Radiator;
f = Generator; g = Bypass; h = Speichersystem

handeln. Für kleine Leistungen, wie sie bei Raumfahrzeugen vorkommen, besteht nach [9] Aussicht, diesen Wert zu erreichen. Für leistungsstarke Raumstationen, wie sie in [5] vorgeschlagen werden, dürften solche Werte zu extrem großen Radiatorflächen und -massen führen. 100 K sind deshalb nur als äußerster Grenzfall anzusehen.

Das Kreislaufschema einer Heliumturbinenanlage für eine industrielle Orbitalstation zeigt Bild 3. Das Arbeitsfluid Helium wird im Verdichter (a) auf seinen höchsten Druck verdichtet, nimmt im Rekuperator (b) Wärme im Austausch mit dem noch heißen Turbinenabgas auf und wird dann im Receiver (c) von den fokussierten Sonnenstrahlen auf seine höchste Temperatur gebracht. In der Turbine (d) wird das Arbeitsfluid entspannt. Die erzeugte mechanische Energie wird einesteils vom Verdichter verbraucht und anderenteils vom Generator (f) in elektrische Energie umgesetzt. Das Turbinenabgas gibt einen Teil seiner Wärme – wie erwähnt – an den Rekuperator ab und strömt dann zum Strahlungskühler (e), wo das Heliumgas auf den Grenzwert von 100 K abgekühlt werden soll. Das kalte Fluid strömt zum Verdichter, wo der Kreislauf endet bzw. von neuem beginnt. Der Kreislauf arbeitet mit Füllungsregelung. Bei kleinen vorübergehenden Laständerungen wird davon zunächst noch kein Gebrauch gemacht; es wird lediglich der Bypass (g) benutzt. Halten diese Änderungen länger an oder soll grundsätzlich eine bestimmte andere Leistung auf längere Zeit eingestellt werden, dann tritt das Speichersystem (h) in Aktion. Bei Lastsenkung wird Helium dem Hauptkreislauf zwischen Verdichteraustritt und hochdruckseitigem Rekuperatoreintritt entnommen oder bei Lastanhebung Helium zwischen niederdruckseitigem Rekuperatoraustritt und Kühlereintritt eingespeist. Bei allen Lastanforderungen wird die Eintrittstemperatur in die Turbine auf konstantem Wert gehalten, so daß sich auch die Teillastwirkungsgrade kaum verändern. Entsprechend wird die Stellung des Parabolspiegels – wie bereits geschildert – der Last angepaßt. Soll außer Strom noch Prozeß- oder Heizwärme geliefert werden, wird die Wärmesenke (e) aufgeteilt in einen konvektiv arbeitenden Heizteil und in einen Kühlteil (Radiator), der die restliche Abwärme an die Umgebung abstrahlt.

Wie sich die Nettowirkungsgrade $\eta_e = P_e / \dot{Q}$ und die spezifischen Massenströme \dot{m} / P_e bei den gänzlich verschiedenen Umwelttemperaturen auf der Erde und im All ändern, veranschaulicht Bild 4. Dabei sind P_e die an den Klemmen des Generators abgegebene elektrische Leistung, \dot{Q} die in den Receiver eingestrahlte Wärmeleistung und \dot{m} die durch die Turbine strömende Arbeitsmittelmenge. Für die erdgebundene Anlage wird – entsprechend der Bodennähe – eine Verdichtereintrittstemperatur von $T_{ic} = 293$ K zugrunde gelegt, während für die beiden raumgebundenen Anlagen der Grenzwert jeweils $T_{ic} = 100$ K eingesetzt wird. Über dem Spannungsverhältnis π_t der Turbine sind η_e und \dot{m} / P_e aufgetragen. Alle drei Heliumturbinenanlagen sind für eine Nettoleistung $P_e = 50$ MWe ausgelegt. Den Kurven liegen die in Tabelle 1 aufgeführten Werte wie Maschinenwirkungsgrade, Grädigkeit des Rekuperators, Druckverlust des Kreislaufes (gesamt), etc. zugrunde. Die Daten stützen sich auf Erfahrungen, die mit den fünf in Deutschland gebauten und betriebenen geschlossenen Heißluftturbinen [1] und mit dem Heliumturbinenkraftwerk Oberhausen [6] gemacht worden sind. Diese in terrestrischer Umgebung entwickelte neuzeitliche Technologie läßt sich unmittelbar auf thermische Konverter der Raumfahrt anwenden.

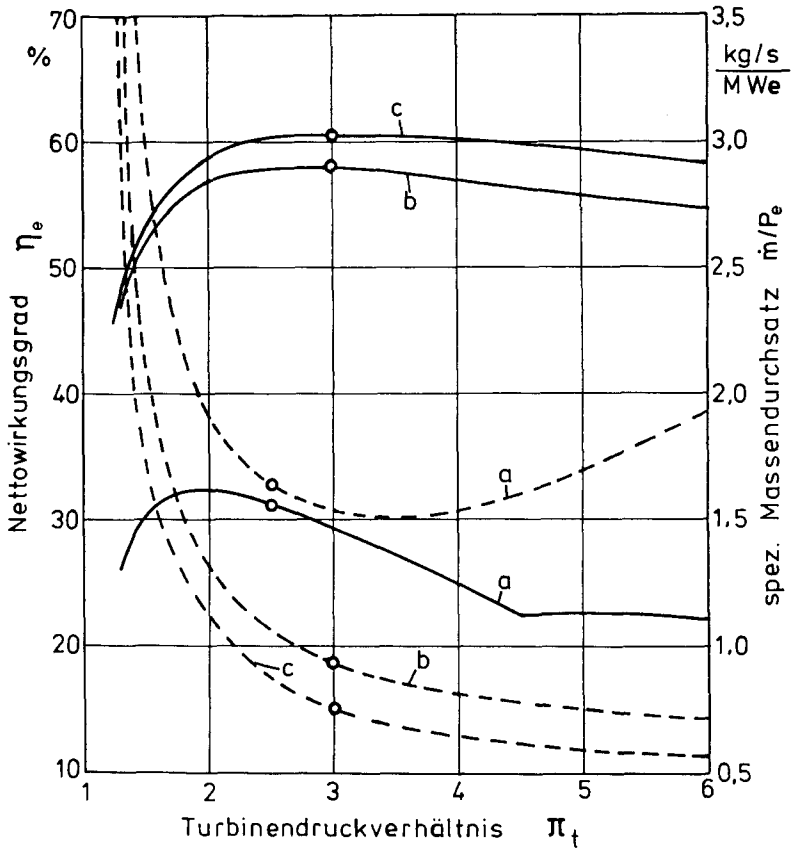


Bild 4:

Nettowirkungsgrad und spezifischer Massendurchsatz

a = Verdichtereintrittstemperatur 293 K, Turbineneintrittstemperatur 1073 K

b = Verdichtereintrittstemperatur 100 K, Turbineneintrittstemperatur 873 K

c = Verdichtereintrittstemperatur 100 K, Turbineneintrittstemperatur 1073 K

— Klemmenwirkungsgrad, ---- spez. Massendurchsatz, o Auslegungspunkt

Die ausgezogenen Kurven beziehen sich auf den Nettowirkungsgrad η_e und die gestrichelten auf den spezifischen Massendurchsatz \dot{m}/P_e . Die Kurven (a) gelten für die erdgebundene Solaranlage mit einer Verdichtereintrittstemperatur von $T_{ic} = 293$ K und einer Turbineneintrittstemperatur von $T_{it} = 1073$ K. Das der Auslegung zugrunde gelegte Entspannungsverhältnis liegt innerhalb des schmalen Bereiches von Wirkungsgradmaximum und Massenstromminimum bei $\pi_t = 2,5$. Die Kurven (b,c) gelten für die raumgebundenen Solaranlagen, die beide eine Verdichtereintrittstemperatur von $T_{ic} = 100$ K haben. Dem Fall (b) liegt eine Turbineneintrittstemperatur von $T_{it} = 873$ K und dem Fall (c) von $T_{it} = 1073$ K zugrunde. Im Fall (b) kommt man ohne austenitische

Tabelle 1:
Optimierte Kreislaufdaten von 50 MWe-Heliumturbinen
 a = für eine erdgebundene Solarkraftanlage
 b und c = für weltraumstationierte Solarkraftanlagen

Position	Term	Einheit	Heliumturbinenanlage		
			a	b	c
Verdichtereintrittstemperatur	T_{ic}	K	293	100	100
Turbineneintrittstemperatur	T_{it}	K	1073	873	1073
Grädigkeit des Rekuperators	ΔT	K	40		
Druckverlust (gesamt)	$\Delta p/p$	%	10		
Turbinenwirkungsgrad (isentrop)	η_t	%	88	90	88
Verdichterwirkungsgrad (isentrop)	η_c	%	89		
Receiverwirkungsgrad	η_r	%	90		
Kühlgasstrom (Turbine)	$\Delta \dot{m}/\dot{m}$	%	1,5	0	1,5
Generatorwirkungsgrad	η_g	%	98		
Mechanischer Wirkungsgrad	η_m	%	99,7		
Turbinendruckverhältnis	π_t	–	2,5	3,0	3,0
Spezifischer Massendurchsatz	\dot{m}/P_c	kg/s MWe	1,64	0,93	0,75
Nettowirkungsgrad	η_e	%	31,2	58,0	60,5

Werkstoffe im Receiver und in der Turbine und ohne Kühlgas für die ersten Turbinenstufen aus; deshalb der Wert Null in Tabelle 1 für den Fall (b). In den Fällen (a) und (c) kann man weder werkstoff- noch kühlgasseitig darauf verzichten. Für die raumgebundenen Fälle (b) und (c) liefert Bild 4 ein optimales Druckverhältnis $\pi_t = 3$; hierbei werden maximale Nettowirkungsgrade bei niedrigen spezifischen Massenströmen erreicht.

Nach Tabelle 1 erhält man für die ortsfeste Anlage (a) einen Nettowirkungsgrad von 31,2%, der konform geht mit dem Auslegungswirkungsgrad der Heliumturbinenanlage Oberhausen [2]. Die beiden raumgebundenen Anlagen erreichen Nettowirkungsgrade von 58,0 bzw. 60,5%; sie verdoppeln sich nahezu gegenüber der erdgebundenen Anlage. Vergleicht man die beiden raumgebundenen Anlagen miteinander, dann wird erwartungsgemäß bestätigt, daß die Absenkung der Verdichtereintrittstemperatur von 293 auf 100 K stärker zu Buche schlägt als die Erhöhung der Turbineneintrittstemperatur von 873 auf 1073 K. Das bedeutet, daß man das Absenken der Verdichtereintrittstemperatur stärker forcieren soll als das Anheben der Turbineneintrittstemperatur, da ihre Steigerung bekanntlich mit wachsendem Risiko und zunehmendem Aufwand verbunden ist. Der starke Rückgang der Massenströme von 1,64 auf 0,93 bzw. 0,75 kg/s pro MWe führt zur beachtlichen Reduktion der Bauabmessungen und Baugewichte, ein Gesichtspunkt, der für den Transport dieser Güter mit Raumfähren von großer Bedeu-

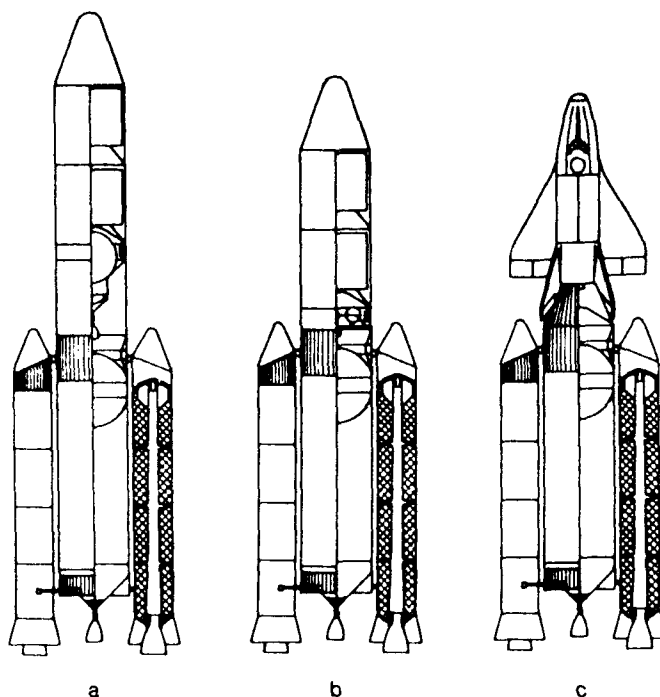


Bild 5:

Konzepte von Raumtransportern

Trägerraketen für Transporte

a = von Satelliten (unbemannt); b = von Nutzlasten (unbemannt); c = mit Raumgleiter (bemannt)

tung ist und der noch weitgehend seine Gültigkeit behält, wenn der in Rechnung gestellte Grenzwert, wie er für die Verdichtereintrittstemperatur angesetzt wurde, nicht erreicht wird.

Energieumwandlungssysteme für Raumfahrzeuge⁴⁾

Raumfahrzeuge können als Transportsystem ins All eingesetzt werden. Die Menge an Nutzlast, die ins All zu befördern sein wird, wird erheblich zunehmen: Satelliten, Plattformen, bemannte und unbemannte Raumstationen müssen transportiert und versorgt werden, und zwischen den verschiedenen Umlaufbahnen wird ein „Orbittransfer“ eingerichtet sein. Bild 5 zeigt in der Planung befindliche Trägerraketen, die verschiedene Oberstufen tragen. Bild 5a stellt eine unbemannte Version für den Transport von Satelliten dar, Bild 5b eine solche zum Transport von Nutzlasten und Bild 5c eine

⁴⁾ In extracts presented at the 31st Annual International Gas Turbine Conference of The American Society of Mechanical Engineers, June 11, 1987.

bemannte Version mit Raumleiter. Der projektierte bemannte Minitransporter „HERMES“ ist ein solcher Raumgleiter, der wie Bild 5c zeigt, am Bug der Trägerrakete „ARIANE 5“ angedockt wird.

Raumflugkörper, auch Satelliten zur Daten- und Nachrichtenübertragung, etc., benötigen, wie Studien zeigen [10], an Bord elektrische Leistungen von 50–400 kWe. Wenn Leistung und Aufwand Solarzellen ausschließen, kommen nur Umwandlungssysteme in Frage, die einen hohen Wirkungsgrad gewährleisten und über die große Betriebserfahrungen vorliegen. Deshalb wurde auch hier eine geschlossene Gasturbine gewählt, die für eine Nettoleistung von $P_e = 200$ kWe ausgelegt wurde. Wie bereits eingangs begründet, wählt man für kleine Leistungen als Arbeitsfluid ein Mischgas. Im vorliegenden Fall wurde eine Mischung von Helium ($\sim 70\%$) und Xenon ($\sim 30\%$) gewählt, die ein Molekulargewicht von 40 kg/kmol hat. Es ist wie Helium ein reines, nicht aktivierbares und nicht korrosives Arbeitsgas.

Bild 6 zeigt das Kreislaufschemata eines einfachen geschlossenen Kreislaufes. Das Arbeitsfluid wird im Kompressor (a) auf den maximalen Prozeßdruck verdichtet, im Rekuperator (b) vorgewärmt und im Hochtemperatur-Wärmeaustauscher (c), der seine Primärenergie indirekt aus einer Wärmequelle erhält, auf die höchste Prozeßtemperatur erhitzt. In der Turbine (d) wird das Arbeitsfluid entspannt. Ihr Abgas gibt einen Teil seiner Wärme über den Rekuperator an den Kreislauf ab. Die Restwärme wird vom Radiator (e) als Wärmesenke in das Weltall abgestrahlt. Das so abgekühlte Arbeitsfluid tritt wieder in den Verdichter ein, womit der Kreislauf geschlossen ist. Die von der Tur-

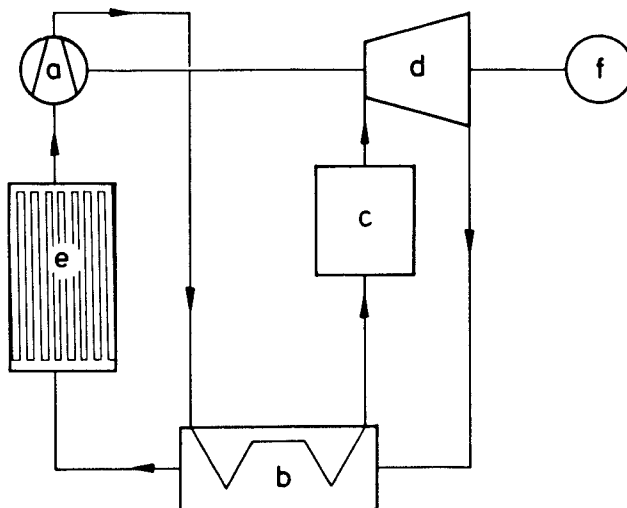


Bild 6:

Kreislaufschemata einer Helium-Xenon-Turbinenanlage für Raumfahrzeuge

a = Verdichter; b = Rekuperator; c = Wärmequelle, Erhitzer, Reaktor; d = Turbine;
e = Wärmesenke, Radiator; f = Generator

Tabelle 2:
Hauptdaten von 200 kWe Helium-Xenon-Turbinenanlagen für Raumfahrzeuge

Position	Term	Einheit	System Variation			
Verdichtereintrittstemperatur	T_{ic}	K	400	450	500	550
Turbineneintrittstemperatur	T_{it}	K	1350			
Grädigkeit des Rekuperators	ΔT	K	60,0	57,5	55,0	52,5
Verdichterdruckverhältnis	π_c	—	2,90	2,60	2,40	2,25
Turbinenwirkungsgrad	η_t	%	90			
Verdichterwirkungsgrad	η_c	%	85			
Massendurchsatz (Turbine)	\dot{m}	kg/s	2,75	3,60	4,90	6,75
Spezifischer Massendurchsatz	\dot{m}/P_e	kg/s MWe	13,75	18,00	24,50	32,75
Nettowirkungsgrad	η_e	%	28,4	24,0	19,6	15,2
Radiator-Oberfläche	A_r	m ²	146	130	120	118
Spezifische Radiator-Oberfläche	A_r/P_e	m ² /kWe	0,73	0,65	0,60	0,59

bine erzeugte mechanische Energie wird einesteils vom Verdichter verbraucht und anderenteils vom Generator (f) in elektrische Energie umgesetzt.

Tabelle 2 liefert die wichtigsten Daten für einfache geschlossene Gasturbinenanlagen, die alle eine Nettoleistung von $P_e = 200$ kWe an den Klemmen des elektrischen Generators abgeben sollen. Hauptparameter für diese Auslegungen ist wieder die Verdichtereintrittstemperatur T_{ic} , wie dies auch schon für Tabelle 1 der Fall war. Der Vergleich von Tabelle 1 und 2 zeigt aber, daß die Verdichtereintrittstemperaturen T_{ic} weit auseinanderliegen. Der Grund liegt darin, daß für ein Solarkraftwerk im Welt-raum große Radiatorflächen A_r und damit starke Abkühlungen des Arbeitsfluids vorgesehen werden können, während für ein Raumfahrzeug nur kleine Radiatorflächen A_r zugelassen und damit beschränkte Abkühlleistungen möglich sind. Der Wirkungsgrad des Kreislaufsystems hängt aber entscheidend von der zuzulassenden Radiatorfläche ab.

Die Radiatorflächen des Raumflugkörpers sind in bezug auf Gewicht und Volumen begrenzt, um Beschleunigungskräfte und -momente klein zu halten. Sie müssen geometrisch dem Flugkörper angepaßt und schwenkbar angeordnet werden. Im Raumflug sind die Radiatorflächen ausgeklappt. Beim Wiedereintritt in die Atmosphäre werden sie eingeschwenkt, um nicht unmittelbar dem Luftstrom ausgesetzt zu werden. Der Radiator arbeitet mit Temperaturen des Arbeitsmittels (Mischung He/Xe) von 400 bis 500 K; er würde beim Wiedereintritt schmelzen. Der Wärmeübergang der dissoziierten und ionisierten Luft in der Grenzschicht ist außerordentlich hoch und verlangt eine Isolation, wie sie besonders für die Kabinen der Space Shuttles entwickelt wurde.

Tabelle 2 enthält 4 Auslegungen. Die Turbineneintrittstemperatur T_{it} sei für alle Anlagen mit 1350 K festgelegt. Die Verdichtereintrittstemperaturen T_{ic} variieren zwischen 400 und 550 K. Aus der Optimierung der einzelnen Kreisläufe gehen die Daten für die Temperaturdifferenz ΔT des Rekuperators und für die Verdichterdruckverhältnisse π_c hervor. Die isentropen Wirkungsgrade sind in allen Fällen konstant angenommen worden, und zwar für die Turbine zu $\eta_t = 90\%$ und für den Verdichter zu $\eta_c = 85\%$. Mit abnehmenden Verdichtereintrittstemperaturen T_{ic} steigen die Nettowirkungsgrade η_e und fallen – gemäß den größer werdenden nutzbaren Enthalpiegefällen – die Arbeitsmitteldurchsätze \dot{m} . Dabei berechnet sich der Nettowirkungsgrad aus $\eta_e = P_e/\dot{Q}$, wenn P_e die Leistung an den Klemmen des elektrischen Generators und \dot{Q} die dem Kreislauf an der Stelle c von Bild 6 zugeführten Wärmeleistung sind. Die bedeutsamsten Ergebnisse liefern die beiden untersten Zeilen von Tabelle 2. Sie zeigt, wie stark die Radiatorfläche A_r und damit auch der auf die Nettoleistung P_e bezogene Wert mit abnehmender Verdichtereintrittstemperatur T_{ic} ansteigt. Die sinkende Verdichtereintrittstemperatur bewirkt einerseits eine Reduktion der Masse der Maschinenanlage, zeigt aber andererseits eine stark ansteigende Tendenz der Radiatormasse. Berücksichtigt man diese Massenbilanz und die räumlichen Aspekte – Anpassung der Radiatorflächen an die Geometrie von Raumfahrzeugen – dann ergibt sich für die spezifische Radiatorfläche ein mittlerer Wert von $A_r/P_e \approx 1 \text{ m}^2/\text{kWe}$. Die Tabelle 2 zeigt, daß dieser Wert noch nicht erreicht wird, wenn wie dort hohe Verdichtereintrittstemperaturen, die bei stationären geschlossenen Gasturbinen auf der Erde und für Solarkraftwerke von industriellen Raumstationen nicht üblich sind, zugelassen werden. Die Radiatorflächen A_r werden umso kleiner, je höher die Verdichtereintrittstemperaturen, d.h. zugleich je höher die Wandtemperaturen der Radiatorflächen sind. Die Abwärme wird also bei höheren Arbeitsgastemperaturen in das All abgestrahlt, was – wie die Tabelle 2 ebenfalls veranschaulicht – mit erheblichen Wirkungsgradeinbußen verbunden ist. Andererseits können Nettowirkungsgrade von über 30% erzielt werden, wenn man Verdichtereintrittstemperaturen von etwa 300 K zugrunde legt, ohne daß die spezifischen Radiatorflächen wesentlich den Wert eins überschreiten. Die Kreislauf- und Komponentenauslegungen lehnen sich dann wieder weitgehend an die Grundsätze an, die für erdgebundene Anlagen gelten, z.B. höchstmögliche Turbineneintrittstemperaturen, etc.

Die Verdichtereintrittstemperatur spielt – wie dargelegt – eine überragende Rolle, da sie sowohl den Nettowirkungsgrad η_e des Umwandlungssystems als auch die spezifische Radiatorfläche A_r/P_e entscheidend beeinflusst. Damit stellt sich die Frage, ob der zuvor behandelte einfache geschlossene Gasturbinen-Prozeß so modifiziert werden kann, daß für beide Parameter ($\eta_e, A_r/P_e$) noch günstigere Werte erzielt werden können. Denn die in stationären erdgebundenen Anlagen angewandten Methoden der Prozeßverbesserung wie Zwischenkühlung oder Zwischenerhitzung oder beides zugleich müssen nicht zwangsläufig für Raumfähren günstig sein.

Die Zwischenkühlung, wie sie generell bei den bewährten geschlossenen Gasturbinenanlagen angewandt wird [1], [2], vermindert die Verdichterleistung, erhöht damit den Nettowirkungsgrad η_e . Die Abwärme nimmt zwar ab, fällt aber bei niederen Temperaturen an. Das bedeutet, daß die Wandtemperaturen der Radiatorflächen bei Raum-

fahrzeugen noch tiefer liegen als im oben behandelten einfachen Gasturbinenprozeß. Die Zunahme der Radiatorfläche A_r wirkt sich stärker aus als die Verbesserung des Nettowirkungsgrades η_e , so daß die spezifische Radiatorfläche A_r/P_e ansteigt.

Verbessert werden diese Verhältnisse, wenn man einen Kreislauf wählt, der Zwischenkühlung und Zwischenerhitzung vorsieht. Er liefert einen höheren Nettowirkungsgrad η_e und einen geringeren Massendurchsatz \dot{m} als die beiden Kreisprozesse ohne und mit Zwischenkühlung allein. Dennoch reicht dies nicht aus, die spezifische Radiatorfläche A_r/P_e auf günstige Werte zu bringen, abgesehen noch von der Tatsache, daß der Kreislauf kompliziert und aufwendig ist. Generell kann man sagen, daß für Raumfahrzeuge die Zwischenkühlung – ob ohne oder in Kombination mit Zwischenerhitzung – keine günstige Lösung bieten dürfte. Gegenüber dem einfachen Gasturbinenprozeß ist die Zunahme von η_e und die relative Abnahme von \dot{m} keine Alternative, einzig deswegen, weil die tiefen Wandtemperaturen des Radiators zu große Strahlungsflächen erfordern.

Eine echte Alternative zum einfachen Gasturbinen-Prozeß stellt hingegen der zwischenerhitzte nicht zwischengekühlte Gasturbinenkreislauf dar. Seine Optimierung führt gegenüber dem einfachen Kreislauf bekanntlich zu größerem Druckverhältnis π_c , zu besserem Nettowirkungsgrad η_e und zu niedrigerem Massendurchsatz \dot{m} . Bedingt durch Zwischenerhitzung und Höhverdichtung steigt die Eintrittstemperatur des Arbeitsmittels in den Radiator und damit seine mittlere Wandtemperatur. Im Verein mit niedrigem Massendurchsatz führt der zwischenerhitzte Kreislauf zu einer beträchtlichen Reduktion der Radiatorflächen (15 bis 20%). Damit gelangen die Werte der spezifischen Radiatorfläche A_r/P_e in Bereiche, die günstiger liegen als bei einfachen Gasturbinenanlagen. Eine weitere Reduktion von A_r wird durch Anhebung der Turbineneintrittstemperatur bewirkt. Der Wert, wie ihn Tabelle 2 ausweist, liegt aber bereits in der Nähe der noch für Receiverrohre und Turbinenschaufeln zulässigen Temperaturbereiche.

Schlußwort

Die geschlossene Gasturbine, der Erhitzer und der Paraboloidkollektor sind bekannte Bauelemente, die sich in terrestrischer Umgebung bewährt haben. Sie bilden auch die Hauptkomponenten im extraterrestrischen Solarkraftwerk. Sein Nettowirkungsgrad liegt weit höher und sein Bauaufwand wesentlich niedriger als bei der direkten Umwandlung, besonders dann, wenn das hier angesetzte Temperaturniveau des Strahlungskühlers aus welchen Gründen auch immer heraufgesetzt wird.

Das Solarkraftwerk im Weltall stellt als Modulstation grundsätzlich eine endgültige Lösung dar, weil es permanent eine stets erneuerbare Energiequelle nutzt. In Verbindung mit der industriellen Raumstation bietet das Weltraumkraftwerk eine Hochtemperaturtechnik, mit der die Solarenergie nicht nur in elektrischen Strom, sondern ebenso effizient in Prozeßwärme umgewandelt werden kann. Im Falle der elektrischen Energieübertragung durch Mikrowellen auf die Erde entfällt die Umweltbelastung unserer Atmosphäre und ermöglicht eine dezentrale Stromversorgung.

Je nach Bedarf kommt für die Versorgung von Forschungs-, Wetter-, Vermessungs- und Nachrichtensatelliten, von Weltraumlaboratorien und Raumflugkörpern wie Raumfahrzeuge, Raumschiffe mit Landefähren etc. die direkte oder indirekte Stromerzeugung in Betracht. Für kleinere Leistungen findet die Photovoltaik Anwendung, für mittlere Leistungen steht der Stirlingmotor und für größere Leistungen die Gasturbine als thermo-elektrischer Konverter zur Verfügung.

Literatur

- [1] Bammert, K.: Operating experiences and measurements on turbo sets of closed-cycle gas turbine cogeneration plants in Germany. Transactions of the ASME, Vol. 109 (1987), No. 1, pp. 22/31.
- [2] Bammert, K. und G. Deuster: Das Heliumturbinen-Kraftwerk Oberhausen, Auslegung und Aufbau. Energie und Technik, Bd. 26 (1974), Nr. 1, S. 1/6.
- [3] Bammert, K. und A. Hegazy: Optimierung von solar beheizten Hohlraumstrahlungsempfängern mit Paraboloidkollektoren. Fortschritt-Berichte der VDI-Z. (1984), Reihe 6, Nr. 160.
- [4] Bammert, K.: Long-term experience with coal fired heaters in German closed-cycle air turbine plants. Atomkernenergie/Kerntechnik, Vol. 38 (1981), No. 4, pp. 241/256.
- [5] Sutsch, A.: Operation and control of space-based solar energy power plants with closed-cycle gas turbines using helium as a working medium. ASME Paper 86-GT-152 und Energie, Bd. 38 (1986), Nr. 8, S. 34/35.
- [6] Bammert, K. and G. Deuster: Experience with fossil fired CCGT power plants and its transfer to nuclear, solar and space applications. KEYNOTE ADDRESS of the 31st International Gas Turbine Conference of The American Society of Mechanical Engineers (ASME), Düsseldorf, West Germany, June 1986.
- [7] Bammert, K. and A. Hegazy: Design criterion for tubed solar-heated cavity receivers. Forschung im Ingenieurwesen, Bd. 52 (1986), Nr. 4, S. 101/110.
- [8] Bammert, K.: The thermal load of tubes in radiation heaters. Forschung im Ingenieurwesen, Bd. 48 (1982), Nr. 5, S. 160/165.
- [9] Blumenberg, J. und M. Haunschild: Möglichkeiten der passiven Kühlung in der Raumfahrt. Zeitschrift für Flugwissenschaften und Weltraumforschung, Bd. 10 (1986), Nr. 2, S. 62/72.
- [10] Tilliette, Z. P.: Advances in defining a closed Brayton conversion system for future ARIANE 5 space nuclear power applications. Transactions of the ASME, Vol. 109 (1987), No. 1, pp. 92/98.